

# BESCHLEUNIGUNGSFESTER HYPERSCHALLFLUGKÖRPER FÜR HÖHENFORSCHUNGS-NUTZLASTEN

J. Hupfer, Fraunhofer EMI (Ernst-Mach-Institut), Eckerstr. 4, 79104 Freiburg, Deutschland

## Zusammenfassung

Für die atmosphärische Höhenforschung sind Höhenforschungsraketen derzeit die einzige Möglichkeit, in-situ-Messdaten in einem Bereich von ca. 50 km bis 150 km Höhe zu gewinnen, da dort die geringe Atmosphärendichte zu wenig Auftrieb für Ballons und zu viel Widerstand für Satelliten in niedrigen Umlaufbahnen bringt.

Als alternative Technologie zur Verbringung von wissenschaftlichen Nutzlasten (z.B. Messinstrumenten) in diesen Bereichen kommen pulvergetriebene Gasbeschleuniger in Betracht, die einem Flugkörper eine hohe Anfangsgeschwindigkeit zum Erreichen der erforderlichen Höhe übertragen.

Am Fraunhofer-Institut für Kurzzeiddynamik, Ernst-Mach-Institut, EMI werden solche Beschleuniger derzeit in der Raumfahrttechnologie eingesetzt, um die Wirkung von Weltraummüll- oder Mikrometeoriten-Einschlägen auf Satelliten zu untersuchen. Sie ermöglichen so die Entwicklung von geeigneten Schutzmaßnahmen. Pulvergetriebene Gasbeschleuniger stellen eine kosteneffiziente Methode zur Verbringung kompakter Nutzlasten zur Atmosphärenforschung mit hoher Wiederholrate dar.

Im Rahmen eines Projekts wurde die Leichtbaustruktur eines Flugkörpers für eine Höhenforschungsnutzlast entwickelt, die für die hohen mit einem derartigen Beschleuniger verbundenen Beschleunigungslasten ausgelegt ist. Der Flugkörper soll eine Nutzlast auf eine Höhe von 50 km bis 150 km befördern. Bei der Auslegung waren dabei Randbedingungen wie z.B. durch den Beschleuniger begrenzte Abmessungen und Gewicht des Flugkörpers, die Akkommodation der Nutzlast, aerothermodynamische Aspekte wie Flugstabilität und die thermalen Lasten an der Spitze des Flugkörpers zu berücksichtigen.

## 1. EINLEITUNG

Bisher werden in-situ-Messdaten in Atmosphärenschichten in Höhen bis zu 120 km mittels Höhenforschungsraketen gewonnen. Eine Alternative dazu bieten Höhenforschungsballone, welche aber nur bis maximal 40 km Höhe Verwendung finden. Mit deren Hilfe werden meteorologische und aerologische Messungen wie z. B. Luftdruck, Temperatur und Windgeschwindigkeiten in der Atmosphäre oder auch Messungen anderer Art durchgeführt.

Typischerweise werden In-situ-Messdaten in diesen Höhen mittels passiver Experimente gewonnen. Dabei werden Düppel (engl. chaff clouds) oder »Falling Spheres« vom Flugkörper in entsprechender Höhe freigesetzt, die durch ihre metallischen Bestandteile Radarstrahlen sehr gut reflektieren. Deren Bewegungen werden mittels bodengestütztem Radar vermessen, wobei die Messdaten aus den Bewegungsdaten errechnet werden.

In der Vergangenheit wurden bereits Kanonenbeschleuniger als Alternative zu Raketenantrieben in Betracht gezogen, um Nutzlasten auf Höhen zwischen 50 km bis 150 km zu befördern [1]. Der wesentliche Vorteil besteht darin, dass durch die Kanonenbeschleuniger die Flugkörper keinen eigenen Antrieb mehr besitzen müssen. Demzufolge können Kosten und Masse am Flugkörper eingespart werden. Weiterhin bietet ein auf dem Boden verbleibendes Antriebssystem den Vorteil der Wiederverwertbarkeit.

Einen weiteren Punkt, welchen einen kanonenbeschleunigten Hyperschallflugkörper als Ersatz einer konventionellen Höhenforschungsrakete in Betracht kommen lässt, ist die immer weiter fortschreitende Miniaturisierung der Mikroelektronik von Satellitensystemen. Diese ermöglicht es heutzutage, komplexe Satellitensysteme mit sehr geringer Größe herzustellen. Ein Beispiel hierfür sind Pico-Satelliten mit einer definitionsgemäßen Masse von 0,1 kg bis 1 kg.

Aus diesen genannten Umständen ergibt sich die Möglichkeit, eine kostengünstige Alternative für die herkömmliche Höhenforschungs-Raketentechnologie zu entwickeln [2]. Eine grundlegende Voraussetzung dafür ist die Verfügbarkeit einer leistungsfähigen Beschleunigertechnologie. Von Interesse hierfür ist insbesondere die Leichtgasbeschleunigertechnologie wegen der prinzipiell erzielbaren Abgangsgeschwindigkeit von bis zu 10 km/s [3]. Leichtgasbeschleuniger werden zurzeit ausschließlich in der Laborforschung eingesetzt, unter anderem etwa beim Schutz von Satelliten gegen Meteoriten- und Weltraummülleinschlägen [4], [5], [6] oder bei der grundlegenden Untersuchung von Meteoriteneinschlägen im Labor [7].

Prinzipiell kann diese Technologie auch für den Antrieb von instrumentierten Flugkörpern eingesetzt werden. Durch die hohen erzielbaren Abgangsgeschwindigkeiten und den daraus folgenden großen Beschleunigungskräften wird eine hohe Anforderung an die Beschleunigungsfestigkeit der Flugkörperstruktur gestellt.

## 2. BESCHLEUNIGERKONZEPTE

Es gibt unterschiedliche Beschleunigungskonzepte, um Flugkörper auf große Höhen zu befördern. Drei davon werden im Folgenden genauer betrachtet.

### 2.1. Konventionelle Pulverkanonen

Bei konventionellen Pulverkanonen wird in einem Rohr, welches an einer Seite fest verschlossen und auf der anderen Seite durch einen losen Gegenstand abgedichtet ist, ein Treibmittel gezündet. In Folge der Verbrennung steigt in dem Rohr der Druck. Dieser kann bei Pulverkanonen bis zu 7 kBar betragen. Dadurch wird der lose Gegenstand beschleunigt und aus dem Rohr gedrückt. Die Geschwindigkeit des Gegenstands bzw. des Flugkörpers kann allerdings nicht die Expansionsgeschwindigkeit des Treibgases, die durch dessen Schallgeschwindigkeit bestimmt ist, übertreffen. Aufgrund des großen Molekulargewichts des Treibgases, was dessen Schallgeschwindigkeit bestimmt, ist folglich die erreichbare maximale Abgangsgeschwindigkeit im Vergleich zu anderen Beschleunigerkonzepten gering.

### 2.2. Schienenbeschleuniger

Schienenbeschleuniger stehen in den letzten Jahrzehnten verstärkt im Fokus der militärischen Forschung [8]. Sie versprechen hohe Abgangsgeschwindigkeiten von Flugkörpern relativ großer Masse. Die Applikation als Startsystem für Weltraumanwendungen wurde ebenfalls schon in Betracht gezogen.

Sogenannte Railguns bestehen aus zwei parallelen Schienen, die elektrisch leitend und an einer Stromquelle angeschlossen sind. Durch einen Gleitkontakt, der sogenannten Armatur, wird ein Kurzschluss zwischen den Schienen erzeugt. Die fließenden Ströme erzeugen ein Magnetfeld. Der Gleitkontakt erfährt durch die vom Magnetfeld ausgeübte Lorentzkraft eine Beschleunigung. Mit dem Gleitkontakt verbundene Gegenstände, wie z.B. ein Flugkörper, werden entsprechend mit beschleunigt.

### 2.3. Mehrstufige Leichtgasbeschleunigerkanonen

Mit zweistufigen Leichtgasbeschleunigern lassen sich im Vergleich zu konventionellen Kanonen wesentlich höhere Projektil-Geschwindigkeiten erreichen. Bei kleinen Projektilen (ca. 1 mm Durchmesser) sind Mündungsgeschwindigkeiten von 8 km/s bis 9 km/s Stand der Technik. Mit dieser Technologie wurden bereits Mündungsgeschwindigkeiten von über 12 km/s erzielt.

Diese hohen Projektil-Geschwindigkeiten sind auf den besonderen Aufbau dieses Antriebskonzepts und auf die Verwendung von Leichtgas zurückzuführen.

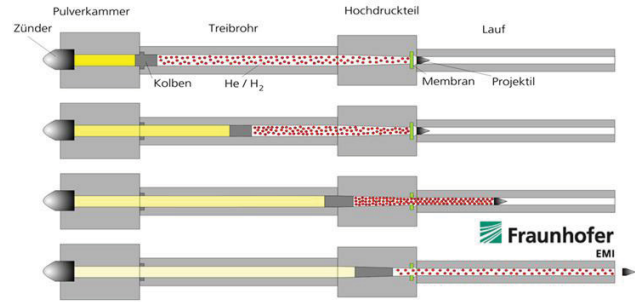


BILD 1. Schematischer Beschleunigungsablauf im zweistufigen Leichtgasbeschleuniger

In einer Pulverkammer wird ein Treibladungspulver entzündet und verbrannt. Dabei dehnt sich dieses aus und führt zu einer Druckerhöhung in der Pulverkammer. Durch den Druck wird ein Kolben im Treibrohr in Bewegung gesetzt. Der Kolben komprimiert das Leichtgas im Treibrohr. Wenn der Druck im Leichtgas hoch genug ist, platzt am Ende des Hochdruckteils eine Membran und das Treibgas strömt zum Projektilträger (Treibspiegel oder Sabot genannt) mit dem Projektil und beschleunigt diesen. Beim Eindringen in das Hochdruckteil wird der Kolben abgebremst und stark verformt, was zu einem hohen Maximaldruck des Druckimpulses führt. Der schematische Ablauf eines Beschleunigungsvorgangs ist in BILD 1 dargestellt.

Die Verwendung von Leichtgas, also Wasserstoff oder Helium, ist allerdings ebenfalls von entscheidender Bedeutung. Gegenüber anderen Gasen, z.B. den Treibgasen, haben die Leichtgase eine sehr viel geringere molekulare Masse. Bei gleicher kinetischer Energie besitzen diese Moleküle somit eine wesentlich höhere Geschwindigkeit. Das spiegelt sich auch in der sehr hohen Schallgeschwindigkeit der Leichtgase wider.

BILD 2 zeigt eine moderne zweistufige Beschleunigeranlage mit Kaliber 8 mm am Fraunhofer EMI, die im Wesentlichen für Satellitenschutzuntersuchungen eingesetzt wird.



BILD 2. Leichtgasbeschleuniger am Fraunhofer EMI

### 2.4. Vergleich der Konzepte

Die drei vorgestellten Beschleunigerkonzepte werden in BILD 3 in ihrer Leistungsfähigkeit verglichen. Dies geschieht in Bezug auf die mit ihnen maximal erzielten Geschwindigkeiten im Verhältnis zur Masse des Projektils.

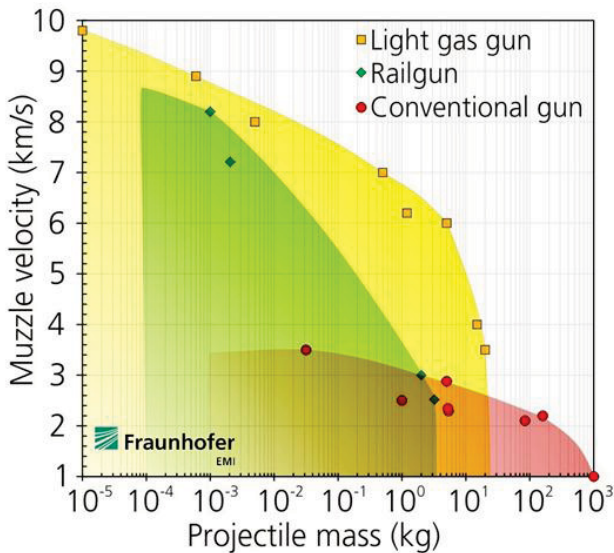


BILD 3. Vergleich der Beschleunigerkonzepte [1]

Wie daraus zu erkennen ist, werden die höchsten Abgangsgeschwindigkeiten für den von uns angestrebten Gewichtsbereich mit zweistufigen Leichtgasbeschleunigern erreicht.

### 3. AUSLEGUNG

#### 3.1. Konfiguration

Im ersten Schritt wurde die Form des Flugkörpers festgelegt. Die Problematik der Auslegung für hohe Geschwindigkeiten geeigneter Flugkörper liegt darin, dass die Erfüllung der Anforderungen an sich teilweise widersprechende Konstruktionsmerkmale gebunden ist. So steigt z.B. die thermische Belastbarkeit mit Verrundung der Nasenform, gleichzeitig erhöht sich jedoch der Widerstand. Weiterhin muss der Flugkörper für extrem hohe Beschleunigungen ausgelegt werden, soll dabei aber gleichzeitig eine sehr geringe Masse aufbringen.

Eine runde Nasenform weist bei Flugkörpern mit Hyperschallgeschwindigkeit einen ungünstigen aerodynamischen Widerstand auf und ist somit nicht geeignet. In **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** sowie auch den folgenden Bildern sind Schnittflächen in dunkelgrün dargestellt, Hohlräume in grau und Außenflächen in hellgrün.



BILD 4. Runder Flugkörper

Besser geeignet ist hingegen eine spitze Flugkörperform. Diese weist einen günstigeren aerodynamischen Widerstand auf, weswegen diese Form als Basis für den Flugkörper gewählt wurde.



BILD 5. Spitzer Flugkörper

Spitze Flugkörper besitzen einen durch das Kaliber des Beschleunigers begrenzten Innenraum. Um den nutzbaren Innenraum zu vergrößern, wird an den Flugkörper in Verlängerung der Spitze ein Zylinder angefügt. Dadurch wird der aerodynamische Widerstand geringfügig verschlechtert.

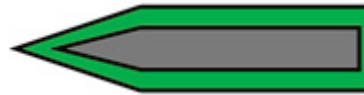


BILD 6. Verlängerter, spitzer Flugkörper

Durch die Verlängerung verliert der Flugkörper seine aerodynamische Stabilität. Diese kann durch eine stabilisierende Konfiguration im Heck wiederhergestellt werden. Bei Raketen werden oft Finnen verwendet.

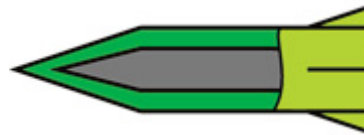


BILD 7. Flugkörper mit Finnen

Die komplexe thermische Belastung der Finnen kann besonders bei hohen Geschwindigkeiten Probleme bereiten. Um eine homogenere thermische Belastung im Heckbereich zu erzielen, wurden die Finnen beim entwickelten Flugkörper durch einen Kegel ersetzt.

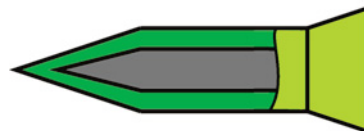


BILD 8. Flugkörper mit Kegelstabilisator

Optimierung hinsichtlich der thermischen Belastung der Nase besteht darin, dass eine ogive Nasenform verwendet und mit hitzebeständigen Materialien gearbeitet wurde. Da der Kegelstabilisator im Heck aus Vollmaterial besteht, wird dort auf ein Hitzeschild verzichtet und ein Abbrand in Kauf genommen. Die erzielte Form stellt einen tragbaren Kompromiss zwischen Widerstand, Stabilität und aerothermischer Aufheizung dar.

#### 3.2. Aerodynamik

Die Aerodynamik von Objekten, die sich durch ein Medium bewegen bzw. von einem solchen umströmt werden, wird bezüglich der Geschwindigkeit in fünf Bereiche eingeteilt. Als Unterscheidungsmerkmal wird dabei die Machzahl  $M$  herangezogen, die das Verhältnis der Geschwindigkeit  $v$  (relativ zum Medium) zur Schallgeschwindigkeit  $c$  des umströmenden Mediums beschreibt.

$$(1) M = \frac{v}{c} = \frac{v}{\sqrt{\kappa(p,T) \cdot R_S \cdot T}}$$

$\kappa$  sei der Isentropenexponent des Mediums,  $R_S$  die spezifische Gaskonstante und  $T$  die Temperatur des Mediums.

Die genannten fünf Bereiche werden dabei nach den physikalischen Phänomenen unterschieden, wobei die angegebenen Mach-Zahlen nach **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** angegeben sind:

$M < 0,3$	inkompressibler Bereich
$M < 0,8$	subsonischer Bereich
$0,8 < M < 1,2$	transsonischer Bereich
$M > 1,2$	supersonischer Bereich
$M > 5$	hypersonischer Bereich

Im Gegensatz zur Schallgeschwindigkeit ist der Hyperschall nicht genau definiert. In der Raumfahrt, bei der sehr hohe Geschwindigkeiten im Wesentlichen erst in großer Höhe erreicht werden, wird die Hyperschallgrenze meist sehr hoch angesetzt. Für Flugkörper, die in Bodennähe oder zumindest in geringer Höhe fliegen, treten jedoch viele durch die hohe Geschwindigkeit verursachte Phänomene bereits viel früher auf. Sehr allgemein kann gesagt werden, dass ein Hyperschallflugkörper eine Geschwindigkeit hat, bei der physikalische Phänomene auftauchen, die es bei Überschallflugkörpern nicht gibt.

Der Flugkörper soll ungefähr auf Meereshöhe mit einer Mündungsgeschwindigkeit von 4000 m/s starten. Die Schallgeschwindigkeit  $c$  in der Atmosphäre liegt hier ungefähr bei 343 m/s. Dies bedeutet, dass unmittelbar nach dem Start eine Mach-Geschwindigkeit von ca.  $M=11$  erreicht wird. Damit liegt die Geschwindigkeit des Flugkörpers, zumindest in der Anfangsphase des Flugs, deutlich im Hyperschallbereich.

### 3.2.1. Flugstabilität - Theorie

Die Flugstabilität ist eine wichtige Eigenschaft eines Flugkörpers. Ist sie nicht gegeben, beginnt der Flugkörper zu taumeln, wodurch sich der Luftwiderstand stark erhöht, so dass die geplante Flugbahn nicht eingehalten werden kann. Die Flugstabilität ist nur gewährleistet, wenn der Druckpunkt hinter dem Schwerpunkt des Körpers liegt.

#### Schwerpunkt (Center of Gravity »CG«)

Der Schwerpunkt ist der Massenschwerpunkt der gesamten Rakete. Das heißt, dies ist der Punkt, an dem die Masse des Körpers die gleiche Wirkung auf andere Körper hat, wie wenn die Masse in diesem Punkt vereint wäre. Der Schwerpunkt ist für die Flugstabilität von hoher Bedeutung, da der Flugkörper während des Flugs um diesen Punkt rotiert.

#### Druckpunkt (Center of Pressure »CP«)

Unter dem Druckpunkt versteht man den Punkt, an dem die Summe aller aerodynamischen Kräfte angreift. Bei diesem Flugkörper beschränken sich diese auf den Luftwiderstand.

Da der Flugkörper rotationssymmetrisch und die Symmetrieachse parallel zur Anströmrichtung ist, liegt der Druckpunkt als Angriffspunkt der Summe der Luftwiderstandskräfte auf der Längsachse des Flugkörpers. Aufgrund der Symmetrie liegt der Massenschwerpunkt ebenfalls auf der Längsachse. Es muss also nur eine Dimension des Geschosses, die Länge, betrachtet werden, was die Berechnungen erheblich vereinfacht.

Für die einzelnen angeströmten Komponenten des Flugkörpers lassen sich somit Auftriebskräfte ermitteln, welche in dem jeweiligen Schwerpunkt der Komponenten angreifen. Diese Kräfte können in einer resultierenden Kraft  $L_{res} = L_F + L_S$  zusammengefasst werden, welche in dem Luftkraftangriffspunkt agiert. Zur Berechnung des Luftkraftangriffspunkts wird nur eine Hälfte des Flugkörpers betrachtet. Um die Lage des Luftkraftangriffspunkts zu ermitteln, kann folgende Momentengleichung verwendet werden.

$$(2) x = \frac{L_F \cdot x_2 - L_S \cdot x_1}{L_F + L_S}$$

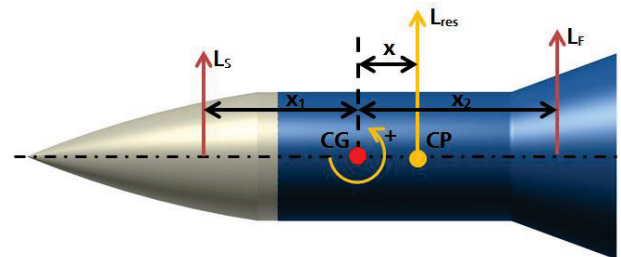


BILD 9. Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt des Flugkörpers

Wie in BILD 9 zu sehen ist, entwickeln die Auftriebskräfte ein Moment um den Körperschwerpunkt. Es lässt sich somit sagen, dass die Flugstabilität gewährleistet ist, sobald der Druckpunkt hinter dem Schwerpunkt liegt und somit das Moment um den Schwerpunkt einen positiven Wert annimmt.

In BILD 10 sind die drei Möglichkeiten der Lage von CG zu CP bildlich veranschaulicht.



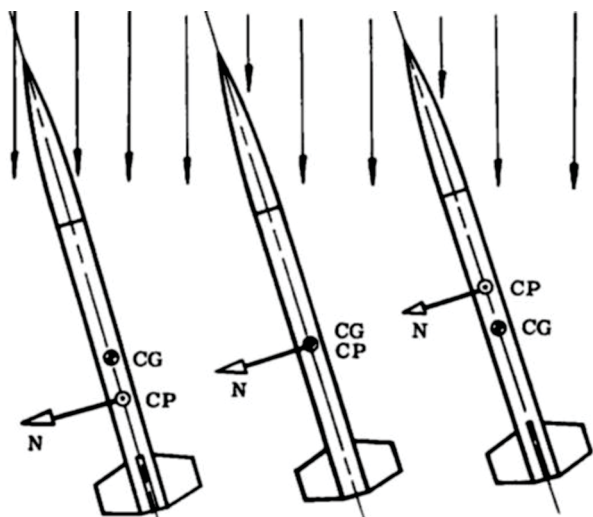


BILD 10. Positionen von CG und CP bei stabilem, neutralem und instabilem Flug [10]

Im linken Bild ist der stabile Stabilitätszustand dargestellt, bei dem der CG etwas vor CP liegt. Hier verursacht die Luftkraft mithilfe des Hebelarms von CG nach CP ein Moment, welches die Rakete gegen die Auslenkung steuert und somit wieder in die Flugbahn bringt. Dies ist das erwünschte Verhalten.

Das mittlere Bild stellt den neutralen Fall dar, bei dem CG und CP in einem Punkt liegen. Die Rakete fliegt zwar stabil, ist jedoch besonders anfällig für Wind und dreht sich schnell in dessen Richtung.

Im rechten Bild ist der instabile Flug dargestellt. Hierbei verursacht die Kraft ein Moment, welches die Auslenkung der Rakete verstärkt. Das führt dazu, dass die Rakete sich wild dreht und schließlich abstürzt.

### 3.2.2. Flugstabilität - Numerische Berechnung

Die Flugstabilität wurde mit dem Simulationstool PRODAS V3 ermittelt. Als Ergebnis erhält man die Lage des Luftkraftangriffspunkts in Bezug auf verschiedene Geschwindigkeiten.

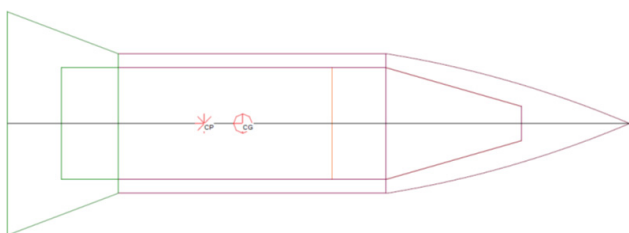


BILD 11. Ergebnis der Simulation mit PRODAS V3 bei Mach 8 (Lage von CP und CG)

Abgesehen von der Ablation aufgrund der thermalen Belastungen an der Nase während der Flugphase ändert sich der Schwerpunkt während des Flugs nicht. Hingegen wandert der Luftkraftangriffspunkt mit abnehmender Geschwindigkeit immer näher Richtung Spitze, sodass ab einer bestimmten Geschwindigkeit die Flugstabilität nicht mehr gewährleistet ist (siehe BILD 12).

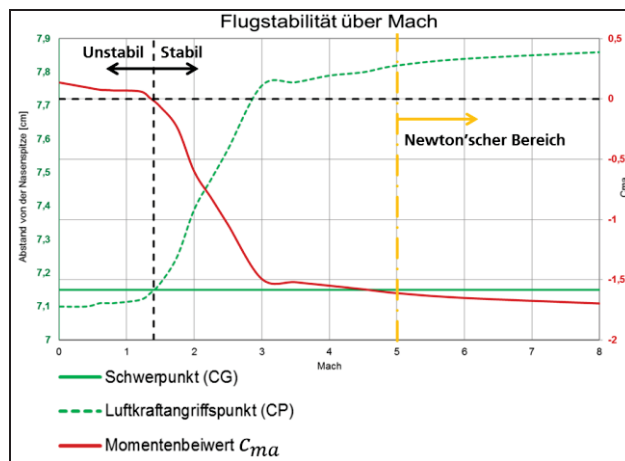


BILD 12. Darstellung der Flugstabilität über den Geschwindigkeitsbereich

In BILD 12 ist der Schwerpunkt (CG), der Luftkraftangriffspunkt (CP) und der Momentenbeiwert ( $C_{ma}$ ) über Mach dargestellt. Unterhalb von Mach 1,3 liegt CP noch vor CG, und somit ist der Flugkörper instabil. Bei Mach 1,3 liegen die Punkte aufeinander (neutrales Verhalten), danach befindet sich der Flugkörper im stabilen Bereich. Ab Mach 3,5 erfährt der Luftkraftangriffspunkt keine nennenswerten Änderungen mehr. Das bedeutet, dass der Flugkörper von dem Start an flugstabil fliegt bis er auf eine Geschwindigkeit von Mach 1,3 gesunken ist.

### 3.3. Beschleunigungsfestigkeit

#### 3.3.1. Beschleunigung in der Startphase

Um die Struktur des Flugkörpers optimal auf die Beschleunigungslasten auszulegen, ist es im Voraus wichtig, die Beschleunigungen, welche der Körper im Lauf erfährt, abzuschätzen. Da keine Messdaten über den Beschleunigungsverlauf im Laufrohr des großen Leichtgasbeschleunigers vorliegen, muss die maximale Beschleunigung  $a_{max}$  abgeschätzt werden. Angenommen wurde sie als doppelt so hoch wie die Durchschnittsbeschleunigung  $a$ . Zulässig ist diese Annahme, wenn man eine lineare Beschleunigung mit der gleichen Endgeschwindigkeit wie die konstante Beschleunigung zugrunde legt. Bei gleicher Lauflänge ergibt sich somit für die lineare Beschleunigung der besagte doppelte Maximalwert. Weiterhin wird angenommen, dass der Flugkörper gleichmäßig beschleunigt wird, ohne dass Stoßbelastungen im Flugkörper oder Sabot auftreten.

In BILD 13 ist die Durchschnitts- und Maximalbeschleunigung in Abhängigkeit von der Mündungsgeschwindigkeit grafisch dargestellt.

Die maximal zu erwartende Beschleunigung beträgt bei 4000 m/s Mündungsgeschwindigkeit ungefähr 136 000 g.

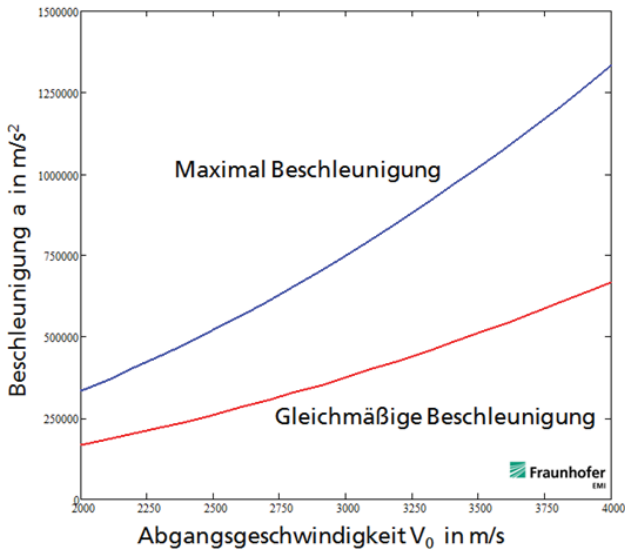


BILD 13. Beschleunigungen in Abhängigkeit der Mündungsgeschwindigkeit

### 3.3.2. Numerische Berechnung

Zur numerischen Berechnung der Spannungen im Flugkörper während des Beschleunigungsvorgangs werden alle Bauteile (u.a. Dummies für die Instrumentierung) berücksichtigt. Bezüglich ihrer Stabilität werden jedoch nur die tragenden Strukturteile analysiert. Berechnet wird die Von-Mises-Vergleichsspannung.

BILD 14 zeigt die Von-Mises-Spannungen im Flugkörper. Es ist in der Form dargestellt, dass die geringste auftretende Spannung mit Blau und mit Rot die maximal zulässige Spannung der Titanlegierung (990 MPa) gekennzeichnet ist. Sichtbar sind nur die tragenden Strukturteile.

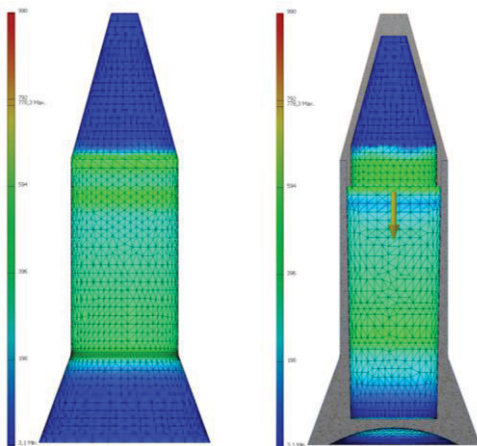


BILD 14. Beschleunigungsfestigkeit des Flugkörpers (Seitenansicht und Innenansicht)

Durch eine nach hinten zunehmende Wandstärke im zylindrischen Teil des Flugkörpers wurde das Ziel einer gleichmäßigen Spannung im Bauteil erreicht. Die maximale Spannung liegt bei ungefähr 420 MPa.

Es besteht auch die Möglichkeit, sich das Sicherheitsfaktorergebnis darstellen zu lassen. Der

Sicherheitsfaktor wird aus dem Verhältnis der maximal zulässigen Spannung zur Von-Mises-Vergleichsspannung berechnet. Ein Sicherheitsfaktor von 1 bedeutet, dass das Material an dieser Stelle die elastische Spannungsgrenze erreicht hat.

BILD 15 zeigt den Sicherheitsfaktorverlauf am Flugkörper.

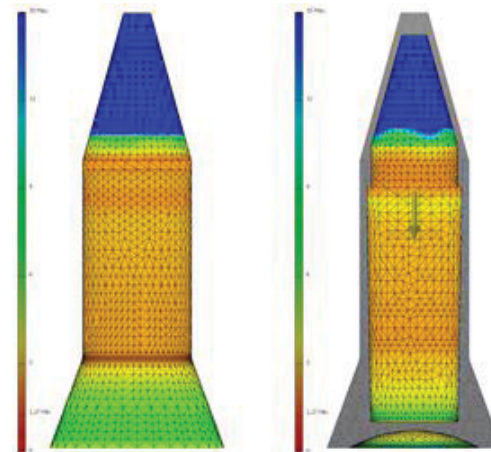


BILD 15. Sicherheitsfaktorverlauf des Flugkörpers (Seitenansicht und Innenansicht)

In dem Bild ist gut zu erkennen, dass der Flugkörper durchweg an der Belastungsgrenze ausgelegt ist. Die Bereiche, welche nicht direkt der Strömung und somit einer starken Wärmeeinbringung ausgesetzt sind, besitzen den angestrebten Sicherheitsfaktor zwischen zwei und drei. Die restlichen Bereiche weisen höhere Sicherheits-reserven auf.

### 3.4. Der Flugkörper

BILD 16 zeigt die Schnittdarstellung des Flugkörpers mit dem zur Beschleunigung notwendigem Sabot. Ebenfalls sind für die Instrumentierung und die Batterie Dummies eingezeichnet worden.

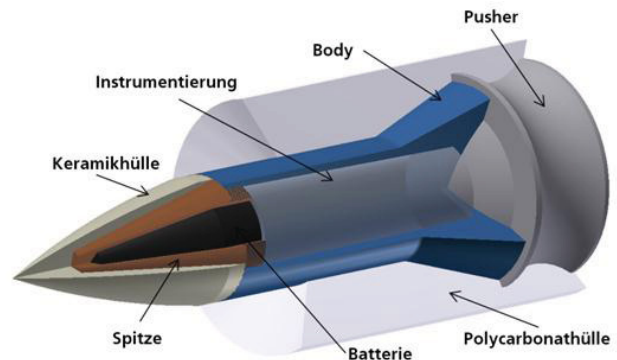


BILD 16. Prinzipskizze des Flugkörpers mit Sabot

Für Instrumentierungen ist ein Volumen von einem Zylinder mit mindestens 20 mm Durchmesser und einer Länge von 54 mm vorgesehen. Zusätzlich ist ausreichend Platz für eine Batterie vorgesehen.

Der Flugkörper besitzt mit den Dummies eine Masse von 232 Gramm, das Sabot wiegt 154 Gramm. Die Trockenmasse des Flugkörpers liegt bei 105 Gramm.

Somit beträgt die zu beschleunigende Masse nur 386 Gramm.

#### 4. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen eines internen Projekts wurde ein Hyperschall-Flugkörper ausgelegt. Der Flugkörper ist beschleunigungsfest, fliegt in dem anvisierten Geschwindigkeitsbereich stabil und stellt eine Leichtbaustruktur dar, da überflüssige Masse die Mündungsgeschwindigkeit verringert. Ziel des Flugkörpers ist, eine Höhenforschungsnutzlast auf eine gegebene Höhe zu transportieren, um dort Messungen durchzuführen.

Als Startplattform für den Flugkörper bieten sich zweistufige Leichtgasbeschleuniger an [1]. Aufgrund der geringen Beschleunigungsstrecke solcher Beschleuniger muss der Flugkörper dementsprechend auf hohe Beschleunigungslasten ausgelegt sein.

Der entwickelte Hyperschallflugkörper ist im Hinblick auf Beschleunigungsfestigkeit und Flugstabilität für die Beschleunigung in zweistufigen Leichtgasbeschleunigern ausgelegt. Weitere Bedingungen, wie z.B. die begrenzten Abmessungen und das maximal zu beschleunigende Gesamtgewicht von Flugkörper und Sabot, sind ebenfalls berücksichtigt. Ebenso ist das zur Beschleunigung des Flugkörpers notwendige Sabot auf die Beschleunigungslasten der Kanone ausgelegt.

#### 5. REFERENZEN

- [1] **Schimmerohn, M., Schäfer, F.** Using Light Gas Guns to Launch Sub-Orbital Payloads, Proc. 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of South Korea: IAC-09.D2.5.3, 2009
- [2] **Schäfer, F., Schimmerohn, M., Rudolf, M., Herbrich, S.** Light Gas Gun Launcher Concept for High-g Proof Miniature Suborbital Payloads, IAC-10.D2.7.3, Proc. 61st International Astronautical Congress, Sept. 27. – Oct. 1, 2010, Prague, Czech Republic
- [3] **Schneider, E., Schäfer, F.** Hypervelocity Impact Research – Acceleration Technology and Applications. Advances in Space Research, 2001, 28, pp. 1417–1424
- [4] **Schäfer, F. et al.** Degradation and Destruction of Optical Surfaces by Hypervelocity Impact, Int. J. Impact Engng, 2001, 26, pp. 683–698
- [5] **Putzar, R., Schäfer, F., Lambert, M.** Vulnerability of Spacecraft Harnesses to Hypervelocity Impacts, Int. J. Impact Engng, 2008, 35, pp. 1728–1734
- [6] **Schäfer, F., Putzar, R., Lambert, M.** Vulnerability of Satellite Equipment to Hypervelocity Impacts, Glasgow, Scotland: s.n., 2008, IAC-08.A6.3.2, Proc 59th International Astronautical Congress, Sept. 29–Oct. 3
- [7] **Schäfer, F. et al.** Impact Experiments on Dry and Wet Sandstone, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 8–12 May 2006: s.n., 2006, Proc. »ESLAB-40: First International Conference on Impact Cratering in the Solar System«, ESA SP-612, July 2006
- [8] **Scott, R.** New milestone for US electromagnetic gun research, Jane's International Defence Review, 2008, 4, p. 56
- [9] **Krieger, R. J., Vukelich, S. R.** Tactical Missile Drag. [Buchverf.] M.R. Mendenhall. Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology – Progress in Astronautics and Aeronautics – Volume 142. 370 L'Enfant Promenade, SW, Washington, DC 20024-2518: American Institut of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992
- [10] **Barrowman, J.** Technical Information Report 30 – Stability of a Model Rocket in Flight, CENTURI Engineering Company, 1970